

PAPP István
pappi@uni-nke.hu

AZ IRÁNYÍTHATÓ RAKÉTA MOZGÁSEGYENLETEINEK DIFFERENCIÁL MEGOLDÁSA, A KÜLÖNBÖZŐ ELFOGÁSI ELJÁRÁSOKRA

Absztrakt

Ahhoz, hogy egy irányítható rakéta sikeresen elfogja a célt és megsemmisítse azt, olyan információval kell rendelkezni a cél pillanatnyi helyzetéről, ami elősegíti a folyamat sikeres végrehajtását. Ez az információ már az indítás előtt rendelkezésre kell, hogy álljon, amihez a hordozó repülőeszköz felderíti a célt, meghatározza annak paramétereit, kiszámítja az előretartási pont helyzetét, melyet a rakéta fedélzetére továbbít. A kapott adatok alapján a rakéta, az előre meghatározott irányítás szerint megközelíti a célt, miközben folyamatosan méri az előretartási szöveget és annak változását.

In order to the missile guide itself to a successful target intercept, must obtain information about the target current position, which facilitates the successful implementation of the process. This information has to be available before the prelaunch phase, which detects by the carrier aircraft and explore the target, define its parameters. Furthermore, it calculates the line of sight, which information was transmitted the control compartment of the missile. Based on the data, the missile approaches the target, according the pre-defined pursuit, while constantly measuring the line of sight and keeping ahead of the changes.

Kulcsszavak: *irányítható rakéta, követés, mozgásegyenlet ~ guided missile, pursuit, equation of motion*

BEVEZETÉS

A rakéta nem napjaink új találmánya, már Kínában a IX. században, a feketelőpor feltalálása után alkalmazták azt, először csak tűzijátékként. Az első repülőfedélzeti alkalmazása a II. világháború idején volt. A Vörös Hadseregben rendszeresített Polikarpov I-16 (1939) [2] majd az A-7 típusjelzésű autogirofegyverezték fel RSz-82 típusú nemirányítható rakétákkal [1]. A találati pontossága és lőtávolsága jelentősen elmaradt a jelenleg alkalmazott típusokétól. A kezdetekben tűzijátékként alkalmazott kezdetleges eszközökből az évszázadok során, számos kísérlet eredményeként hatásos fegyver fejlődött ki [1].

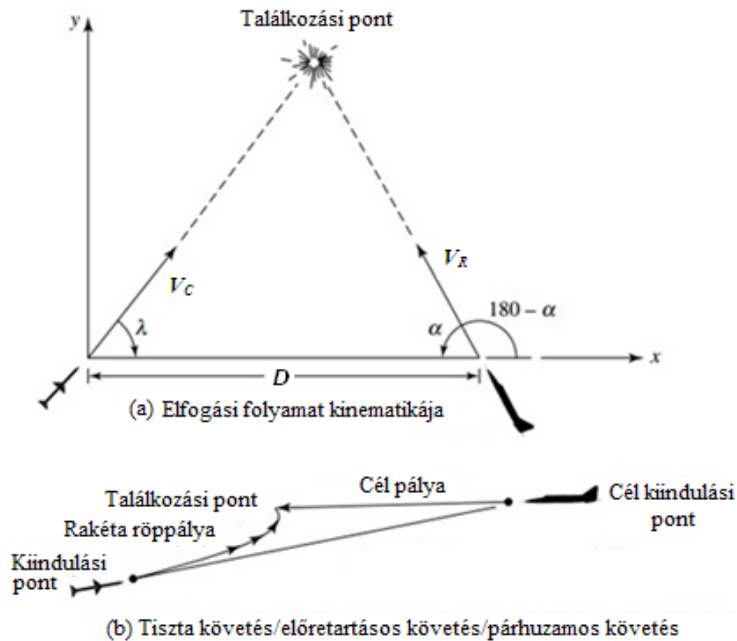
A rakéták hasonlóan repülőgépekhez háromdimenziós térben mozognak. Konstruktív kialakításuk szerint két szempont szerint lehet csoportosítani azokat. Az első csoportosítási szempont az aerodinamikai kialakítás (csupaszárny, fordított, hagyományos és forgatható szárnyas) [3].

A másik az irányítás rendszer [5], mely meghatározza a rakéta konstrukciós kialakítást, a célkoordinátor, a parancskidolgozó blokk, a robotpilóta stb. működését. A rakétát egy komplex szabályozási rendszernek tekintve, az átviteli függvény és a súlyfüggvény csak akkor adja meg teljesen és helyesen a rendszer viselkedését, ha a rendszer irányítható [6]. A háromdimenziós mozgás szimulálásakor, tervezésekor a repülésmechanikai modelleket felhasználva a repülésszabályozó rendszerek előzetes tervezését végzik el. A szabályozótervezés szükséges és elégséges feltétele, hogy a rakéta repülésmechanikai modellje teljes mértékben megfigyelhető, irányítható legyen és ismerni kell a szabályozott szakasz állapotváltozóit [7][8].

A rakéta célkoordinátora a célról nyert adatok alapján, a robotpilótával együttműködve úgy korrigálja a rakéta térbeli mozgását, hogy megvalósuljon a cél megsemmisítése. A technika korszerűsége ellenére elfordulhatnak olyan esetek, mikor bekövetkezik a céltévesztés és a rakéta elveszíti a célt, ez általában valamilyen véges távolságban következik be. A rávezetés során a rendszer a beépített algoritmus (program) alapján arra törekszik, hogy a cél megközelítése minél jobban megvalósuljon, akár a kontakt találat is bekövetkezzen. Az esetek kb. 70–80%-ban a megsemmisítést a közelségi gyújtó segítségével történik, vagyis nincsen közvetlen becsapódás. Ebből következik, hogy a rávezetés során a rakétát olyan mértékben szükséges a cél körzetébe irányítani, hogy az a harcírész megsemmisítési zónáján belül legyen. Ez a feladatot a célkoordinátortól kapott információk alapján a robotpilóta hajtja végre, úgy hogy kidolgozza a megfelelő parancsjeleket a kormányok (kormánygépek) felé [9][10].

A rakéta irányítási és szabályozási köreinek tervezése során több ismert módszert alkalmaznak, annak érdekében [7][11][12][13][14], hogy a rakéta megsemmisíthesse a célt. A felderített és elfogott cél, mér és feltételezett repülési útvonalának adatait a robotpilóta rávezetési algoritmus tartalmazza. A tanulmányom következő részeiben megvizsgálom a robotpilóta elfogási algoritmusai közül a tisztát, az előretartásos valamint a párhuzamos követést. Mindhárom rávezetési eljárásra felírom a megfelelő differenciálegyenletet. Az algoritmusok által kidolgozott rávezetési röppálya az alkalmazott irányítási módszertől fog függeni. Az 1. ábra alapján fogom az egyenleteket felírni és deriválni. A következő kiindulási adatok ismerete szükséges:

- az elfogó (vagy rakéta) sebesség V_R ;
- a cél sebessége V_C ;
- az elfogó előretartási szöge λ ;
- a cél állásszöge α ;
- a rakéta a céltartományban D .



1. ábra: Irányítási módok¹

Az alapvető differenciálegyenletek, a rávezetés típusát figyelembe véve, viszonylag egyszerűen deriválhatók. Az 1. ábrára alapján, a hatótávolság változása a következő formában írható fel:

$$\frac{dD}{dt} = V_R \cos \lambda + V_C \cos(180 - \alpha) = V_R \cos \lambda - V_C \cos \alpha \quad (1)$$

A sebesség komponens merőleges a D -re, amely két részből áll: (1) átviteli (transzlációs) összetevő, és (2) tangenciális (vagy forgási) komponens. A tangenciális komponens referencia pontként történő kiválasztásánál figyelembe kell venni, azt, hogy $d\lambda/dt$ pozitív irányba mutasson, ugyanúgy, mint λ (azaz, növekvő λ esetén, növekszik a $d\lambda/dt$ hányados is), így az egyenlet a következőképp írható fel:

$$D \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) = V_R \sin \lambda + V_C \sin(180 - \alpha) = V_R \sin \lambda - V_C \sin \alpha . \quad (2)$$

A különböző rakéta elfogási eljárásokat, valamint azok differenciál egyenleteit a könnyebb érthetőség érdekében felépítettem MATLAB^{®2} Simulink környezetben [15].

A MATLAB[®] egy interaktív műszaki számításokat segítő számítógépes programrendszer. Felhasználóbarát környezetben egyesíti a numerikus analízist, a mátrixszámítást, a jelfeldolgozást és a grafikát. A program alapeleme a mátrix és támogatja a matematikai modellek alapján történő vizsgálatokat. A szabályozási rendszerek tervezésekor felmerülő időigényes számításokhoz, a rendszerszemléletű és a fizikai valóságot is figyelembe vevő vizsgálatokhoz nyújt segítséget. Az alapprogramot sokféle segédprogrammal egészíthetjük ki. Ez lehetővé teszi, hogy saját programjaink megírásával problémamegoldó függvényeinket ugyanúgy használjuk, mint a MATLAB[®] sajátfüggvényeit, eszköztárait. Az eszköztárak

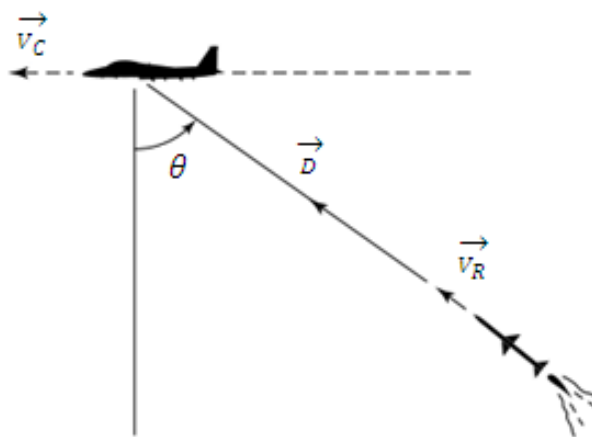
¹ Készítette: a szerző. A következő forrás alapján: http://cdn.preterhuman.net/texts/terrorism_and_pyrotechnics/rocketry/Missiles_and_Warheads/Missile%20Guidance%20&%20Control%20Systems.pdf (183. oldalon)

² MATLAB – MATrix LABoratories

(toolbox-ok) egy-egy tématerület kezeléséhez kialakított eljárások gyűjteménye. Ezek a beépített segédfüggvények a MATLAB[®] utasításokat tartalmazó „m” kiterjesztésű fájlok (m-fájlok). Ezek a fájlok ASCII³ karakterekből állnak és bármilyen szövegszerkesztővel könnyen szerkeszthetők. A MATLAB SIMULINK[®] a beágyazott, biztonságkritikus rendszerek fejlesztésében széles körben elterjedt modellezési és szimulációs eszköz. A SIMULINK[®] segítségével lehetőség van komplex rendszerek hierarchikus megvalósítására és a rendszer komponenseinek szimulációjára [19][20].

TISZTA KÖVETÉS

A tiszta elfogás üldözési pályáján, a rakéta a cél felé repül. Így a rakéta hossz tengelye minden időpillanatban a cél felé mutat, így a sebességvektor is. Ebben az esetben az elfogás előretartási szöge nulla (2. ábra) [16][18].



2. ábra: Tiszta követéses irányítás

Az ábra alapján felírhatók a következő egyenletek:

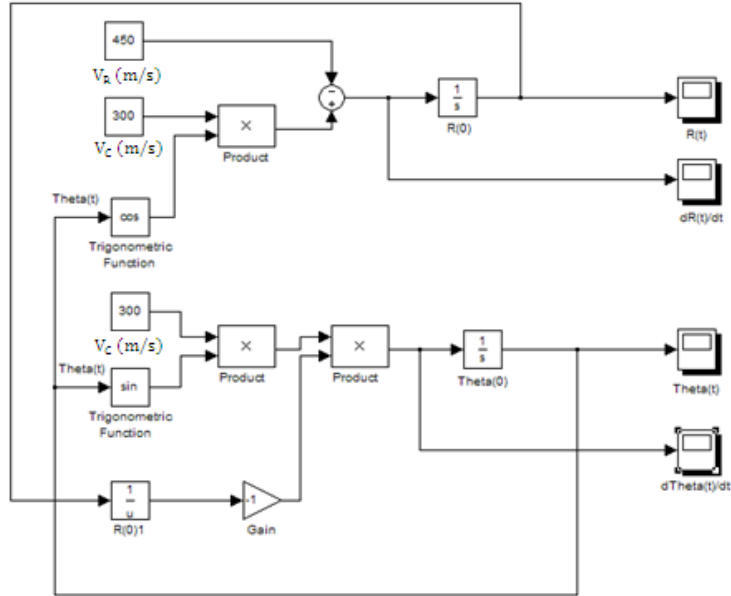
$$\frac{dD}{dt} = V_R - V_C \cos \theta , \quad (3a)$$

$$D \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = -V_C \sin \theta . \quad (3b)$$

Ahol D a pillanatnyi távolság nagyságát, θ az előretartási irányt, V_R a rakéta sebesség összetevőjét, V_C pedig a cél sebességét jelölik.

A 3. ábrán szemléltetem (az előzőekben felírt differenciálegyenletek alapján elkészített), a tiszta követés, MATLAB[®] Simulink környezetben felépített modelljét.

³ ASCII –American Standard Code for Information Interchange – szabványos amerikai kód információcsere



3. ábra: Tiszta követés modellje MATLAB® Simulink környezetben⁴

Speciális, de nem triviális esetek, álló célok esetén ($\theta = \pm 90^\circ$)

$$\left(\frac{d\theta}{dt}\right)/D = \{(\cos \theta) \left(\frac{V_R}{V_C}\right) + \tan \theta\} \left(\frac{d\theta}{dt}\right) = \left\{\left(\frac{\kappa}{\cos \theta}\right) + \tan \theta\right\} \left(\frac{d\theta}{dt}\right), \quad (4)$$

Ahol $\kappa = V_R/V_C$. Az állandó sebesség aránya, κ , a következő kifejezést eredményezi:

$$\int \left(\frac{dD}{D}\right) = \int \tan \theta d\theta + \kappa \int \left(\frac{d\theta}{\cos \theta}\right). \quad (5)$$

Legyen a C az integrációs állandó, az előző egyenlet általános megoldása, a következő alakot feltételezi:

$$\ln(D/C) = -\ln \cos \theta + (\kappa/2) \ln[(1 + \sin \theta)/(1 - \sin \theta)]. \quad (6a)$$

Következtetésképp:

$$D/C = (1/\cos \theta)[(1 + \sin \theta)/(1 - \sin \theta)]^{\kappa/2} \quad (6b)$$

Az azonosságból:

$$1/\cos \theta = 1/(1 + \sin \theta)^{1/2}(1 - \sin \theta)^{1/2} \quad (6c)$$

Így:

$$D/C = \rho = [(1 + \sin \theta)^{(\kappa-1)/2}]/[(1 - \sin \theta)^{(\kappa+1)/2}]. \quad (6d)$$

A C integrációs állandó alapján meghatározhatók a kezdeti feltételek D_0 és $\theta_0 = \pm 90^\circ$. Így az előző egyenletből azt kapjuk, hogy:

$$\lim_{\theta \rightarrow 90^\circ} D = \infty,$$

⁴ Készítette: a szerző. MATLAB®, MS Paint

$$\theta = 0, \rho = 1, D = C, \quad (7a)$$

$$\lim_{0 \rightarrow 90^\circ} D = \begin{cases} 0, & \text{amikor } \kappa > 1, \\ \frac{D}{2}, & \text{amikor } \kappa = 1, \\ \infty, & \text{amikor } \kappa < 1. \end{cases} \quad (7b)$$

A fenti elemzésből látható, hogy a megsemmisítés akkor valósul meg, ha a rakéta sebessége meghaladja a cél sebességét. A (6d) egyenletből, ρ (θ) ábrázolni lehet a paraméterek különböző értékeit (azaz, $\kappa = 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 3,0$) [15][16][17][18][21].

ELŐRETARTÁSOS KÖVETÉS

Ezen követés esetén, a rakéta hossz tengelye és a cél által bezárt szög állandó (lásd 4. ábra). Mivel a rakéta előretartási szöge állandó, tehát, $\lambda = \lambda_0$, ezért az (1) és (2) összefüggésekből a következő differenciálegyenleteket kapjuk:

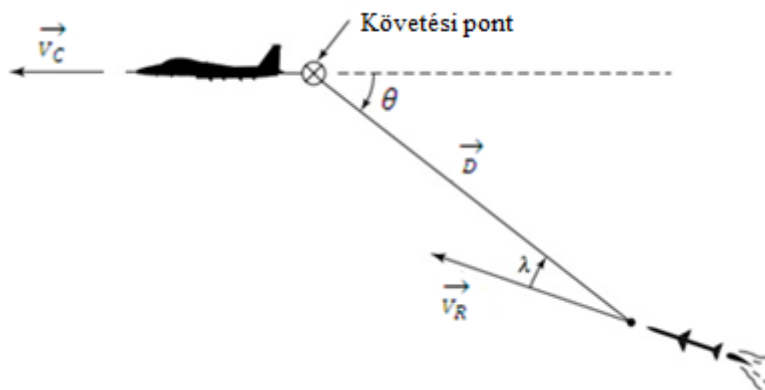
$$\frac{dD}{dt} = V_R \cos \lambda_0 - V_C \cos \alpha, \quad (8a)$$

$$D \left(\frac{d\lambda}{dt} \right) = V_R \cos \lambda_0 - V_C \cos \alpha. \quad (8b)$$

Az előretartásos követés algebrai egyenleteinek felírása érdekében, a 4. ábrát alapján, ha $\lambda = \text{const}$.

$$\frac{dD}{dt} = -V_R \cos \lambda + V_C \cos \theta, \quad (9a)$$

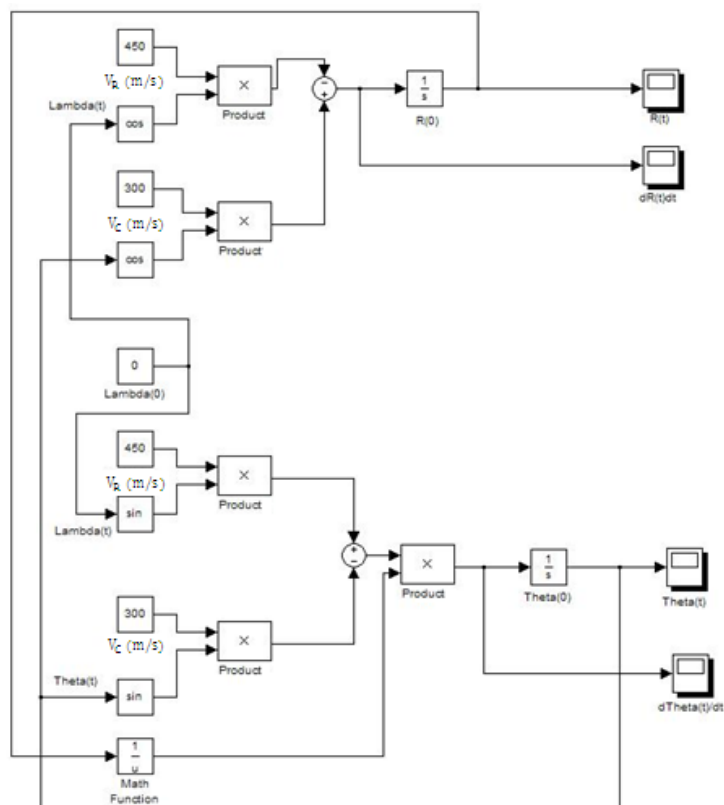
$$D \left(\frac{d\theta}{dt} \right) = V_R \sin \lambda - V_C \sin \theta. \quad (9b)$$



4. ábra: Előretartásos követés geometriája⁵

Az előretartásos követés MATLAB® Simulink modelljét, a felírt egyenletek alapján az 5. ábra szemlélteti.

⁵ Készítette: a szerző. A következő forrás alapján: http://cdn.preterhuman.net/texts/terrorism_and_pyrotechnics/rocketry/Missiles_and_Warheads/Missile%20Guidance%20&%20Control%20Systems.pdf (186. oldalon)



5. ábra: Az előretartásos követés modellje MATLAB® Simulink környezetben⁶

A differenciálegyenletek megoldásához (D és θ) a következő paraméterek szükségesek: V_R és V_C , valamint a D és θ kezdeti értékei. A normál gyorsulásra, ebben az esetben, a következőt kapjuk:

$$a_n = -V_R \theta/g = (V_R/gD)[V_C \sin \theta - V_R]. \quad (10)$$

Az irányzó szög, ahol θ maximális, a következő kifejezést nyerjük:

$$\theta (\max g) = \cos^{-1} [V_R/2V_C], \quad (11)$$

Ahol $V_R > 2V_C$. Figyelembe véve, hogy a θ szög maximális értéke nem fordul elő vizsgált szakaszon [15][16][18].

A szükséges idő, amely alatt a rakéta elfogja a célt, a következő kifejezéssel írható fel:

$$t = (1/V_C) \int D d\theta / [(V_R/V_C) \sin \lambda - \sin \theta] \quad (12)$$

PÁRHUZAMOS KÖVETÉS

A párhuzamos követés során a rakéta egyenes vonalon repül, annak érdekében, hogy elfogja a célt. A 4. ábrára alapján, a differenciálegyenlet a következő formában írható fel:

$$\frac{dD}{dt} = -V_R \cos \lambda + V_C \cos \theta, \quad (13a)$$

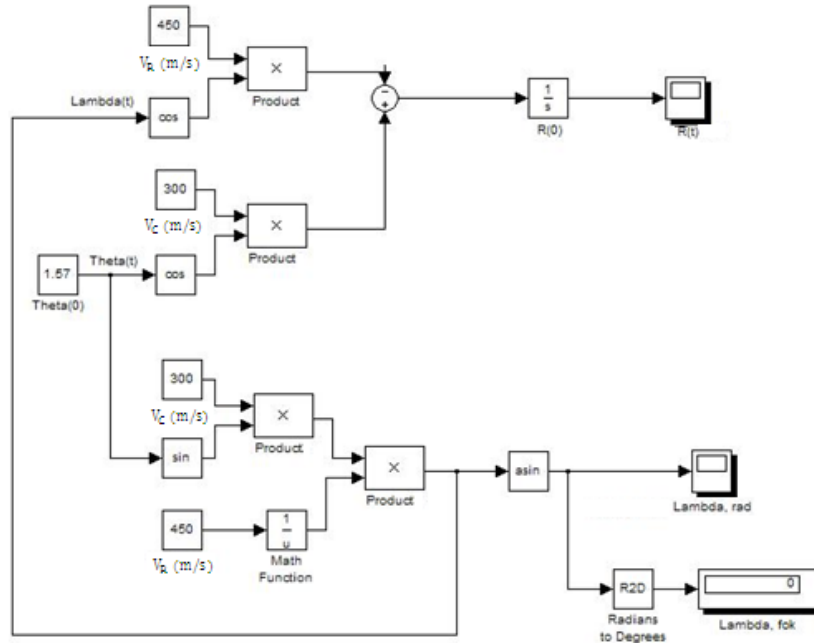
⁶ Készítette: a szerző. MATLAB®, MS Paint

$$\theta = \text{konstans}$$

$$\lambda = \sin^{-1}(V_C \sin \theta / V_R), \quad (13b)$$

$$D = D_0 + \left(\frac{dD}{dt}\right) t. \quad (13c)$$

A párhuzamos követés MATLAB® Simulink modelljét, a felírt egyenletek alapján a 6. ábra szemlélteti.



6. ábra: A párhuzamos követés modellje MATLAB® Simulink környezetben⁷

A fentebb tárgyalt három irányítási típus közül a leggyakrabban alkalmazott irányítási módszer az előretartásos követés, mely során a rakéta egyenes vonalon repül egészen addig, míg el nem éri a célt. Az előretartásos követés során, a repülési idő állandó. A kezdeti feltételek között a V_R , V_o , V_C , t_f , θ_0 paramétereket szükséges megadni. A differenciálegyenletek az előretartásos követés esetében (a 4. ábra alapján).

$$\frac{dD}{dt} = -V_R \cos \lambda + V_C \cos \theta, \quad (14a)$$

$$D \left(\frac{d\theta}{dt}\right) = V_R \sin \lambda - V_C \sin \theta. \quad (14b)$$

Ahol:

$$\lambda = \sin^{-1} \left\{ -D \left(\frac{d\theta}{dt}\right) t_g / V_0 t_f \right\}, \quad (14c)$$

$$t_g = (-D + V_0 t_f \cos \lambda) / \left(\frac{dD}{dt}\right), \quad t_f = \text{konstans}. \quad (14d)$$

Az irányítási módszerek közül gyakran alkalmazzák a tiszta és az arányos követést. A két irányítás közül az utóbbinak nagyobb a számításgénye, míg a tiszta követés nagyobb aerodinamikai terhelést okoz a rakéta szerkezetére. A rakéta tervezése során valamelyik irányítási módszert kiválasztva, úgy tervezik meg az eszközt, hogy a legnagyobb valószínűséggel megsemmisítse a célt – nem lépve át a maximális túlterhelést –, vagyis a harcírész működési sugárán belülré navigálja az megsemmisítő eszközt.

⁷ Készítette: a szerző. MATLAB®, MS Paint

Kis magasságban, a rakéta sárkányszerkezete a túlterhelések tekintetében nem korlátozó tényező, mert a pillanatnyi gyorsítások meghaladják a robotpilótába beprogramozott maximálisan elérhető, amely kisebb érték, mint amit a rakéta szerkezete elvisel. Nagyobb magasságokban is általában a túlterhelési paraméterek azok, amely meghatározzák az indítási határt [15][16][21].

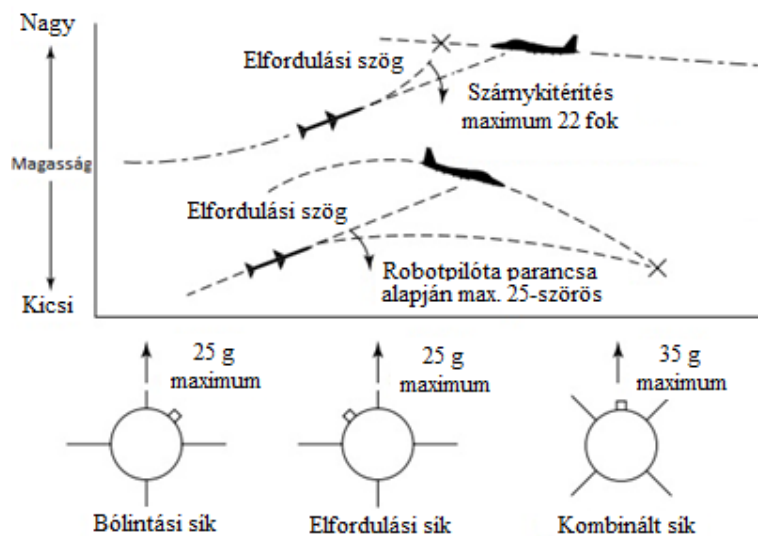
A légi harc rakétának gyorsan kell irányt változtatnia ahhoz, hogy a rövid repülési idő alatt megsemmisítse a célt. A maximális fordulási szöget (arányt) két tényező korlátozza:

- robotpilóta korlátozás;
- a maximális szárny kitérítés [12].

A bólintási vagy elfordulási síkban, a robotpilóta akkor korlátoz, ha a megfelelő oldalirányú gyorsulás meghaladja a 25-szörös túlterhelést. Alacsony magasságban, ahol a rakéta manőverek aerodinamikailag nem korlátozottak, ez a gyakori. Nagy magasságban szükséges, hogy növekedjen a szárny kitérítés, amelynek a maximális értéke lesz a korlátozó paraméter. Ha bármelyik említett típus előfordul, a céltávolság nagyon gyorsan növekszik.

Egy másik tényező, amely befolyásolja a maximális fordulási szöget, a rakéta orsózó irány meghatározása, a manőverező síkban. Ha a fordulási irány merőleges akár a bólintási, vagy az elfordulási síkra, akkor a forduló kizárólag arra a síkra korlátozódik, és a maximális gyorsulást a robotpilóta korlátozza (25-szörös). Ha viszont az elfordulás iránya a két sík között helyezkedik el félúton, akkor mindkét irányítási csatornára hatással van, és a megengedhető elfordulási gyorsulás $25\sqrt{2}$ -re növekszik, azaz körülbelül 35-szörösére. A rakéta ezen manőverező képességeit a 7. ábrán szemléltetem.

Az az idő, amely alatt a rakéta befogja a célt, változhat: körülbelül 0,6–1,0 másodperc között van. A megnövekedett befogási idő is jelentős befolyásoló tényező, a gyorsan változó geometria miatt, és ez általában növeli a rakéta repülési idejét. Mivel a befogási idő egy ellenőrizhetetlen tényező a minimális hatótávolság bevezetése nagyfokú bizonytalanságot eredményezhet [15][16].



7. ábra: Maximális manőverező képesség⁸

A 8. ábrán egy egyszerű elfogás modell dinamikáját dolgoztam ki és mutatom be, feltételezve hogy a cél és a rakéta mozgások ugyanabban a vízszintes síkban alakulnak. Az elfogást két változó jellemzi, a cél hatótávolsága és az előretartási szög. A kinematikai egyenletek kifejezhetőek az alábbi kapcsolatokból:

⁸ Készítette: a szerző. A következő forrás alapján: http://cdn.preterhuman.net/texts/terrorism_and_pyrotechnics/rocketry/Missiles_and_Warheads/Missile%20Guidance%20&%20Control%20Systems.pdf (190. oldalon)

$$\frac{dD}{dt} = V_C \cos(\lambda - \gamma_C) - u \cos(\lambda - \theta) - \omega \sin(\lambda - \theta), \quad (15)$$

$$\frac{d\lambda}{dt} = -[V_C \sin(\lambda - \gamma_C) + u \sin(\lambda - \theta) - \omega \cos(\lambda - \theta)]/D, \quad (16)$$

Ahol:

D = rakéta-cél hatótávolság;

α = állásszög;

λ = előretartási szög;

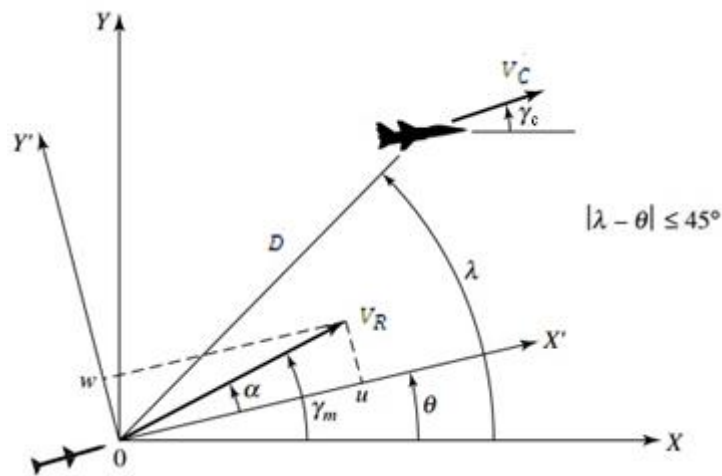
θ = rakéta tengelyszög;

u = a rakéta hosszirányú sebesség összetevője;

w = a rakéta normál sebesség összetevője;

V_R = a rakéta sebessége;

V_C = a cél sebessége [15][16][17][18][21].



8. ábra: Elfogási folyamat⁹

Az előretartási szög változását ($d\lambda/dt$), a célkoordinátor méri, valamint a célkövetési hibát is (amely elhanyagolható). Más szavakkal: a célkoordinátor tengelyéről azt feltételezzük, hogy mindig az előretartási szög hossz tengelye mentén helyezkedik el. A célkoordinátor látómezeje egy kúp, 45°-os fél nyílásszöggel. Ez meghatározza a telítettségi korlátot $|\lambda - \theta| \leq 45^\circ$.

ÖSSZEGZÉS

A cikkben megvizsgáltam az irányítható légi harc rakéták különböző elfogási eljárásait, ábrákkal szemléltettem a tiszta-, az előretartásos-, és a párhuzamos követést, valamint ezek alapján felírtam mindegyikre a differenciálegyenleteiket. A vizsgálatok során rakéta-cél esetet vettem alapul.

Az irányítási eljárásokra kapott differenciálegyenleteket MATLAB[®] Simulink környezetben felépíttem. Jelen cikkben (a téma terjedelmét figyelembe véve), a szimulációs rendszer bemenő és kimenő adatait valamint azok elemzését nem végeztem el.

⁹ Készítette: a szerző. A következő forrás alapján:
http://cdn.preterhuman.net/texts/terrorism_and_pyrotechnics/rocketry/Missiles_and_Warheads/Missile%20Guidance%20&%20Control%20Systems.pdf (190. oldalon)

Felhasznált irodalom

- [1] Szilvássy László A harci helikopterek fegyverrendszerének modernizációs lehetőségei a Magyar Honvédségben, Doktori (PhD) értekezés, Zrínyi Miklós Nemzetvédelmi Egyetem, 2008, url: http://uni-nke.hu/downloads/konyvtar/digitgy/phd/2008/szilvassy_laszlo.pdf
- [2] Wikipedia The Free Encyclopedia: RS-82 (rocket family) (e-doc), url: [https://en.wikipedia.org/wiki/RS-82_\(rocket_family\)](https://en.wikipedia.org/wiki/RS-82_(rocket_family)) (2016.02.25)
- [3] KAKULA János Rakéták szerkezetana, Magyar Néphadsereg Kilián György Repülőműszaki Főiskola, Szolnok, 1989, 23-30. oldal
- [4] Szegedi Péter, Szabó László: A repülő rakéták kialakulása, Repüléstudományi Közlemények XVIII. (38/1) pp. 127-137. (2006)
- [5] Szegedi Péter, Szabó László: A rakéták konstrukciós kialakításának törvényszerűségei, főbb szerkezeti egységei kialakításának sajátosságai, Repüléstudományi Közlemények XIX., pp. 1-7. (2007)
- [6] Szegedi Péter: A pilótanélküli repülőgépek irányíthatóságának és megfigyelhetőségének vizsgálata, Repüléstudományi Közlemények 15:(35/1) pp. 129-150. (2003)
- [7] Szegedi Péter – Repülésszabályozó rendszerek szabályozóinak számítógépes analízise és szintézise. PhD értekezés, Szolnok, 2005
- [8] Békési Bertold, Szegedi Péter: Pilóta nélküli repülőgép oldalirányú mozgásának állapotváltozóit stabilizáló zárt szabályozási rendszer szabályozójának előzetes tervezése, Debreceni Műszaki Közlemények VII: pp. 5-19. (2008)
- [9] Szilvássy László, Békési Bertold: Rakéta hajtóművek, Repüléstudományi Közlemények XI:(26/1) pp. 263-271. (1999)
- [10] Békési Bertold, Szilvássy László: A Katonai repülőgép fedélzeti rakéták hajtóművei, 12th Hungarian Days of Aeronautical Sciences Conference: The Challenge of Next Millenium on Hungarian Aeronautical Sciences. Nyíregyháza, Magyarország, 1999. pp. 124-131. (ISBN:963 03 7803 5)
- [11] Békési Bertold, Szegedi Péter: Preliminary Design of Controller of Longitudinal Motion of the Unmanned Aerial Vehicle Using LQR Design Method, Proceedings of the 10th International Conference Transport Means 2006. Kaunas, Litvánia, 2006.10.19-2006.10.20. pp. 324-327.
- [12] Szabolcsi Róbert, Szegedi Péter: Pilóta nélküli repülőgép számítógépes analízise Szolnoki Tudományos Közlemények VI: p. CD. (2002)
- [13] Szabolcsi Róbert, Szegedi Péter: Robustness Stability and Robust Performance of the Automatic Flight Control Systems Academic And Applied Research In Military Science 1:(2) pp. 253-269. (2002)
- [14] Szegedi Péter: Pilóta nélküli repülőgép nemirányított oldalirányú mozgásának vizsgálata, Repüléstudományi Közlemények XX., pp. 1-7. (2008)
- [15] Chih-Min Lin, Chun-Fei Hsu, Shing-Kuo Chang and Rong-Jong Wai - Guidance Law Evaluation For Missile Guidance Systems. Asian Journal of Control, Vol. 2, No. 4, pp. 243-250, December 2000.
- [16] George M. Siouris - Missile Guidance and Control Systems, ISBN 978-1-4419-1835-2 Springer, USA

- [17] Szilvássy László – Harci helikopterek fegyverei II.: Irányítható rakétafejezet., Repüléstudományi Közlemények XXII/1., p. online, 9 p., url: http://www.repulestudomany.hu/folyoirat/2010_1/2010_1_Szilvassy_Laszlo.html
- [18] Robert E. Ball - The Fundamentals of Aircraft Combat Survivability Analysis and Design, R.E. Ball, AIAA Education Series, copyright© 1985.
- [19] MATLAB® Control System Toolbox, User's Guide, Simulink, The MathWorks. Inc., 1998. License No. 124485
- [20] MATLAB®-The Language of Technical Computing. User's Guide, The MathWorks, Inc., 1998. License No. 124485
- [21] Papp István, Szilvássy László, Óvári Gyula: Derivation of the Fundamental Missile Guidance Equations, Academic And Applied Research In Public Management Science 14:(4) pp. 341-348. (2015)